

3143-16705
105

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2002-221005

(43)Date of publication of application : 09.08.2002

(51)Int.Cl.

F01D 5/18

(21)Application number : 2001-017996

(71)Applicant : ISHIKAWAJIMA HARIMA HEAVY IND CO LTD

(22)Date of filing : 26.01.2001

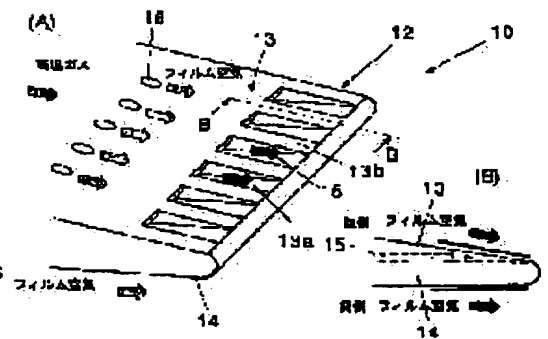
(72)Inventor : TAKAHASHI AKIRA
YAMAWAKI HIDEMICHI

(54) COOLING TURBINE BLADE

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To provide a cooling turbine blade capable of improving performance of a gas turbine and elongating a service life by enabling effective cooling of a rear edge part with a small amount of cooling air practically suppliable to sufficiently cool the whole cooling turbine blade without an overheated portion.

SOLUTION: In this turbine blade, the rear edge part 12 comprises a comb-like part 13 on the belly side and a planar part 14 on the back side, while the comb-like part 13 has an uneven part along a stream. Recessed parts 13a of the uneven part communicate with the inside of the turbine blade to form a blowoff port 15. Film cooling holes 16 for cooling projection parts 13b are formed on the upstream side of the projection parts 13b of the uneven part. The turbine blade has a flow control member 17 dividing the blowoff port 15 of the cooling air communicating the recessed parts 13a of the uneven part with the inside of the turbine blade into the plural.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2003 Japan Patent Office

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開 2002-221005

(P 2002-221005 A)

(43) 公開日 平成14年8月9日 (2002. 8. 9)

(51) Int. Cl.⁷
F 0 1 D 5/18

識別記号

F I
F 0 1 D 5/18

テーマコード (参考)
3G002

審査請求 未請求 請求項の数 2

O L

(全 4 頁)

(21) 出願番号 特願2001-17996 (P2001-17996)

(22) 出願日 平成13年1月26日 (2001. 1. 26)

(71) 出願人 000000099

石川島播磨重工業株式会社
東京都千代田区大手町2丁目2番1号

(72) 発明者 高橋 晃

東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229 石川島
播磨重工業株式会社瑞穂工場内

(72) 発明者 山脇 栄道

東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229 石川島
播磨重工業株式会社瑞穂工場内

(74) 代理人 100097515

弁理士 堀田 実 (外1名)

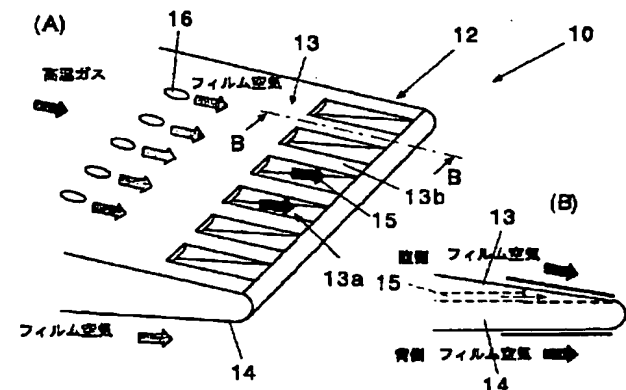
F ターム (参考) 3G002 CA06 CA07 CB02

(54) 【発明の名称】 冷却タービン翼

(57) 【要約】

【課題】 実用上供給可能な少量の冷却空気量で後縁部を効果的に冷却することができ、これにより過熱部分なしに冷却タービン翼全体を十分に冷却し、これによりガスタービンの性能向上を図り、寿命を延ばすことができる冷却タービン翼を提供する。

【解決手段】 タービン翼の後縁部 12 が、腹側の櫛状部 13 と背側の平面状部 14 とからなり、櫛状部 13 は流れに沿った凹凸部を有する。凹凸部の凹部 13 a がタービン翼の内部に連通して冷却空気の吹出し口 15 を形成する。また、凹凸部の凸部 13 b の上流側に凸部を冷却するためのフィルム冷却孔 16 が設けられている。更に、凹凸部の凹部 13 a とタービン翼の内部とを連通する冷却空気の吹出し口 15 を複数に分割する流量調節部材 17 を備える。



【特許請求の範囲】

【請求項 1】 タービン翼の後縁部（12）が、腹側の櫛状部（13）と背側の平面状部（14）とからなり、櫛状部（13）は流れに沿った凹凸部を有し、該凹凸部の凹部（13a）がタービン翼の内部に連通して冷却空気の吹出し口（15）を形成しており、更に、凹凸部の凸部（13b）の上流側に凸部を冷却するためのフィルム冷却孔（16）が設けられている、ことを特徴とする冷却タービン翼。

【請求項 2】 前記凹凸部の凹部（13a）とタービン翼の内部とを連通する冷却空気の吹出し口（15）を複数に分割する流量調節部材（17）を備える、ことを特徴とする請求項 1 に記載の冷却タービン翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は、ガスタービンのタービン翼の表面に冷却空気の薄いフィルムを形成するためのフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼に関する。

【0002】

【従来の技術】 図 3 はターボジェットエンジンの模式的構成図であり、空気取入口 1、圧縮機 2、燃焼器 3、ガスタービン 4、アフターバーナ 5、ジェットノズル 6、等を備えている。かかるターボジェットエンジンでは、空気を空気取入口 1 から導入し、圧縮機 2 でこの空気を圧縮し、燃焼器 3 内で燃料を燃焼させて高温の燃焼ガスを発生させ、発生した燃焼ガスでガスタービン 4 を駆動し、このガスタービン 4 で圧縮機 2 を駆動し、アフターバーナ 5 でタービンを出た排ガスにより燃料を再度燃焼させ、高温の燃焼排ガスをジェットノズル 6 で膨張させて後方に噴出し、推力を発生するようになっている。この構成は、ターボジェットエンジン以外のジェットエンジンでも同様である。

【0003】 上述したジェットエンジンやその他のガスタービンにおいて、ガスタービンのタービン翼を冷却することによって、より高いタービン入口温度を採用することができ、これにより、ガスタービンの性能が向上することが知られている。また、このために、通常の対流冷却以外にインピンジ冷却、フィルム冷却、トランスピレーション冷却、等の冷却手段がタービン翼を冷却するために従来から用いられている。

【0004】 図 4 は、従来の冷却タービン翼の一例を示す断面図である。この例では、タービン翼 4a の内面をインピンジ冷却した冷却空気が、タービン翼 4a の背側、腹側に設けられた空気吹出孔 7（フィルム冷却孔）から吹き出してタービン翼の表面に冷却空気の薄い膜（フィルム）を形成し、フィルム冷却するようになっている。

【0005】 図 5 は、特開平 8-28203 号に開示された冷却タービン翼の断面図である。この例では、タービン翼全面を効果的に冷却するために、タービン翼の背

側と腹側に FS1～5 と FP1～8 で示す多数のフィルム冷却孔 7 を設けている。

【0006】

【発明が解決しようとする課題】 図 4 及び図 5 に示した冷却タービン翼の後縁部 4b は翼厚が薄いため、インピンジ冷却により内面を冷却する冷却構造は採用できない。そのため、図 5 に例示するように、腹側に多数のフィルム冷却孔 7 を設け、内部から腹側後縁部 4b のエッジに向けて、冷却空気を吹き出して冷却する手段が採用されている。

【0007】 しかし、冷却タービン翼の後縁部 4b は薄く過熱されやすいため、この部分を上流側のフィルム冷却孔 7 からの冷却空気のみでフィルム冷却する場合、大量の冷却空気が必要となる問題点があった。また、そのため、実用上供給可能な冷却空気量では後縁部 4b の冷却が不十分となりやすく、冷却タービン翼のその他の部分を材料の許容温度以下（例えば 1000℃ 以内）に冷却できても、後縁部のみが許容温度以上（例えば 1100～1200℃）に過熱されてしまう。従って、後縁部が過熱により損傷しやすく、ガスタービンの性能向上が制限され、かつ冷却タービン翼の寿命が短くなる問題点があった。

【0008】 本発明は、かかる問題点を解決するために創案されたものである。すなわち、本発明の目的は、実用上供給可能な少量の冷却空気量で後縁部を効果的に冷却することができ、これにより過熱部分なしに冷却タービン翼全体を十分に冷却し、これによりガスタービンの性能向上を図り、寿命を延ばすことができる冷却タービン翼を提供することにある。

【0009】

【課題を解決するための手段】 本発明によれば、タービン翼の後縁部（12）が、腹側の櫛状部（13）と背側の平面状部（14）とからなり、櫛状部（13）は流れに沿った凹凸部を有し、該凹凸部の凹部（13a）がタービン翼の内部に連通して冷却空気の吹出し口（15）を形成しており、更に、凹凸部の凸部（13b）の上流側に凸部を冷却するためのフィルム冷却孔（16）が設けられている、ことを特徴とする冷却タービン翼が提供される。

【0010】 上記本発明の構成によれば、腹側後縁部の冷却空気の吹き出し口（15）を、腹側の櫛状部（13）と背側の平面状部（14）とで構成することができる。また、凹凸部の凹部（13a）がタービン翼の内部に連通するので、凹凸部の凸部（13b）を一種の桁として、その間で吹き出す空気の流量を調整することができる。更に、この構造では吹き出し部の冷却空気が通過する部分は腹側後縁部の凹凸部の凹部（13a）に限られ、桁部（凸部 13b）の上面は吹き出し空気に触れず、高温ガスに曝されるが、凹凸部の凸部（13b）の上流側に凸部を冷却するためのフィルム冷却孔（16）

が設けられているので、このフィルム冷却孔（１６）からの冷却空気のフィルム冷却により、桁部（凸部１３ｂ）も冷却することができる。従って、腹側後縁部の過熱部分なしに冷却タービン翼全体を十分に冷却し、これによりガスタービンの性能向上を図り、寿命を延ばすことができる。

【００１１】本発明の好ましい実施形態によれば、前記凹凸部の凹部（１３ａ）とタービン翼の内部とを連通する冷却空気の吹き出し口（１５）を複数に分割する流量調節部材（１７）を備える。

【００１２】この構成により、流量調節部材（１７）で冷却空気の吹き出し口（１５）を複数に分割するので、分割された各吹き出し口からの空気流量を流量調節部材の間或いは桁部（凸部１３ｂ）との間で流量調整できる。従って、流量調整機能を保持したまま凸部１３ｂの間隔（凹部１３ａの幅）を広げ、高温ガスに曝される桁部（凸部１３ｂ）の上面を少なくして、更に少量の冷却空気量で後縁部を効果的に冷却することができる。

【００１３】

【発明の実施の形態】以下、本発明の好ましい実施形態を図面を参照して説明する。なお、各図において共通する部分には同一の符号を付して使用する。

【００１４】図１は、本発明による冷却タービン翼の第１実施形態を示す構成図であり、図１（Ａ）は、冷却タービン翼１０の後縁部１２の斜視図、図１（Ｂ）はそのＢ－Ｂ線における断面図である。

【００１５】図１の冷却タービン翼１０は、タービン翼の後縁部１２が、腹側の櫛状部１３と背側の平面状部１４とからなる。櫛状部１３と平面状部１４は、鋳造等で一体成形されるのが好ましいが、別々に成形した後、溶接等で接合してもよい。腹側の櫛状部１３は流れに沿った凹凸部を有する。この凹凸部はタービン翼の後縁から上流側に凹んだ凹部１３ａと、その間の凸部１３ｂとからなる。凸部１３ｂの腹側表面は、タービン翼全体の腹側表面と面一に形成されている。更に、凹凸部の凹部１３ａはタービン翼の内部（背側と腹側の間）に連通し、内部から冷却空気が吹き出す吹き出し口１５を形成している。また、凹凸部の凸部１３ｂの上流側にそれぞれの凸部表面を冷却するためのフィルム冷却孔１６が設けられ、このフィルム冷却孔１６からも冷却空気が吹き出し、凸部１３ｂの表面をフィルム冷却するようになって

いる。

【００１６】上述した本発明の構成によれば、腹側後縁部の冷却空気の吹き出し口１５を、腹側の櫛状部１３と背側の平面状部１４とで構成することができる。また、凹凸部の凹部１３ａがタービン翼の内部に連通するので、凹凸部の凸部１３ｂを一種の桁として、その間で吹き出す空気の流量を調整することができる。更に、この構造では吹き出し部の冷却空気が通過する部分は腹側後縁部の凹凸部の凹部１３ａに限られ、桁部（凸部１３

ｂ）の上面は吹き出し空気に触れず、高温ガスに曝されるが、凹凸部の凸部１３ｂの上流側に凸部を冷却するためのフィルム冷却孔１６が設けられているので、このフィルム冷却孔１６からの冷却空気のフィルム冷却により、桁部（凸部１３ｂ）も冷却することができる。従って、腹側後縁部の過熱部分なしに冷却タービン翼全体を十分に冷却し、これによりガスタービンの性能向上を図り、寿命を延ばすことができる。

【００１７】図２は、本発明による冷却タービン翼の第２実施形態を示す構成図である。この図に示すように、この実施形態では、本発明の冷却タービン翼１０は、腹側後縁部の凹凸部の凹部１３ａとタービン翼の内部とを連通する冷却空気の吹き出し口１５に流量調節部材１７が挿入され、吹き出し口１５を複数に分割している。この流量調節部材１７は、桁部（凸部１３ｂ）と同一幅のピンであるのが好ましい。また、この流量調節部材１７により、分割された各吹き出し口１５からの空気流量を流量調節部材１７の間或いは桁部（凸部１３ｂ）との間で同一流量が流れるように流量調整するのがよい。なお、その他の構成は図１の第１実施形態と同一である。

【００１８】この構成により、桁部（凸部１３ｂ）と流量調節部材１７により流量調整機能を保持したまま凸部１３ｂの間隔（凹部１３ａの幅）を広げ、高温ガスに曝される桁部（凸部１３ｂ）の上面を少なくして、第１実施形態よりも更に少量の冷却空気量で後縁部を効果的に冷却することができる。

【００１９】なお、本発明は上述した実施形態に限定されず、本発明の要旨を逸脱しない範囲で種々変更できることは勿論である。

【００２０】

【発明の効果】上述したように、本発明では、冷却タービン翼の後縁部の金属温度を下げるために、高温ガスとの接触部分の面積を削減し、入熱量を減らす構造とした。すなわち、腹側後縁部の吹き出し部の桁部は無冷却部分であるため、この幅と数を減らすことで入熱量を削減した。また、桁部の幅、数を減らすと吹き出し部分の断面積が広がり、吹き出し空気の流量が増えてしまうため、桁部を削除し、吹き出し流量を調整するため、桁と同じ幅となるような径のピンを入れる構造とした。

【００２１】この構成により、桁部のガス面に出ている部分が少なくなり、腹側からの入熱量が減り、メタル温度を下げるることができる。そのため、この部分を冷却する上流からのフィルム空気流量を減らすことができ、従来の構造に比べて冷却空気を削減可能である。また、桁の代わりにピンを入れたことで後縁吹き出し冷却空気の流量を調整する従来の機能を損なうことはない。

【００２２】従って、本発明の冷却タービン翼は、実用上供給可能な少量の冷却空気量で後縁部を効果的に冷却することができ、これにより過熱部分なしに冷却タービン翼全体を十分に冷却し、これによりガスタービンの性

能向上を図り、寿命を延ばすことができる等の優れた効果を有する。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明による冷却タービン翼の第1実施形態を示す構成図である。

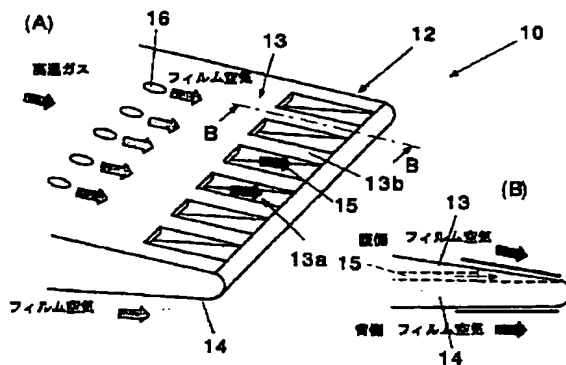
【図2】本発明による冷却タービン翼の第2実施形態を示す構成図である。

【図3】ターボジェットエンジンの模式的構成図である。

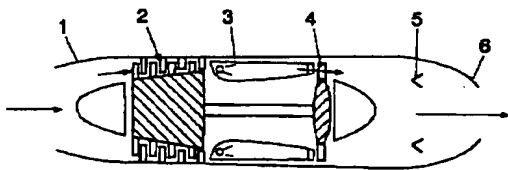
【図4】従来の冷却タービン翼の断面図である。

10 孔、17 流量調節部材

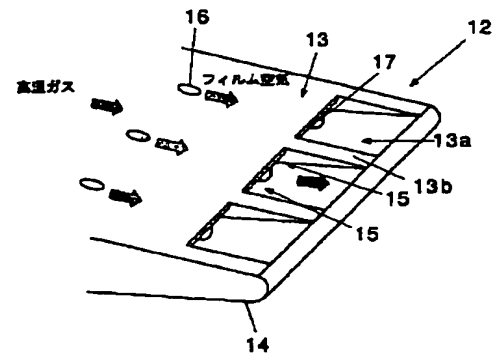
【図1】



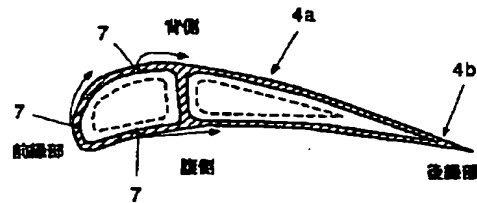
【図3】



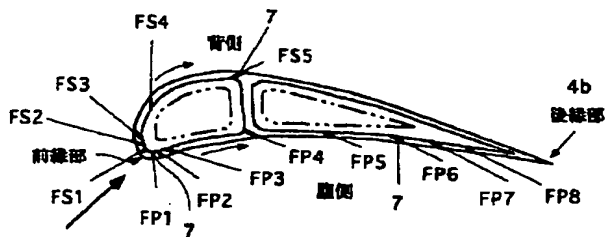
【図2】



【図4】



【図5】



BEST AVAILABLE COPY

BEST AVAILABLE COPY